ROK I — 1933 — Nr. 1. LWÓW, DNIA 25 STYCZNIA

CZASOPISMO LOTNICZE

ORGAN LABORATORJUM AERODYNAMICZNEGO POLITECHNIKI LWOWSKIEJ I INSTYTUTU TECHNIKI SZYBOWNICTWA

DODATEK DO „CZASOPISMA TECHNICZNEGO“

KOMITET REDAKCYJNY:

Prof. Inż. STANISŁAW ŁUKASIEWICZ, Naczelny Kierownik I. T. S.
Dr. Inż. ZYGMUNT FUCHS, Kierownik Lab. Aerod. Politechniki Lw.
Inż. WACŁAW CZERWIŃSKI, Kierownik techniczny I. T. S.

REDAKTOR NACZELNY I ODPOWIEDZIALNY: Dr. Inż. ZYGMUNT FUCHS.

Dla Laboratorjum aerodynamicznego Politechniki Lwowskiej i dla Instytutu techniki szybownictwa we Lwowie, z chwilą ugruntowania ich działalności, stało się koniecznem podawanie wyników prac, wykonywanych w tych instytucjach, do wiadomości ogółu technicznego. Z dwuch możliwości: wydawanie oddzielnych sprawozdań lub regularnego czasopisma wybrano przy życzliwej pomocy p. inż. S. Rybickiego, prezesa Lwowskiego Wojewódzkiego Komitetu Ligi obrony powietrznej i przeciwgazowej, oraz p. prof. inż. E. Bratry, redaktora *Czasopisma Technicznego,* formę wydawnictwa perjodycznego p. t. *Czasopismo Lotnicze,* mającego ukazywać się cztery razy do roku: w styczniu, kwietniu, czerwcu i listopadzie. Czasopismo to, jako organ Laboratorjum aerodynamicznego Politechniki Lwowskiej i Instytutu techniki szybownictwa, zamieszczać będzie głównie sprawozdania z prac obu tych instytutów; pozatem notatki o wynikach prac krajowej i zagranicznej techniki lotniczej z tych działów, które dotyczą zakresu celów jakie obrały L. A. P. L. i I. T. S. Są niemi przedewszystkiem zagadnienia szybownictwa i lotnictwa słabosilnikowego. Komitet Redakcyjny pragnie również i prosi, aby w sprawach tych ogłaszali swe prace na łamach *Czasopisma Lotniczego* wszyscy zawodowcy lotniczy polscy.

S. Łukasiewicz. *Z. Fuchs.* *W. Czerwiński.*

Dr. Inż. Zygmunt Fuchs

Mikromanometr o stałej dokładności odczytu.

Micromanomètre à précision constante de lecture.

Détermination de l'equation de la courbe correspondant à l'axe du tube du micromanomètre. Rapport de multiplication. Description du micromanomètre exécuté au Laboratoire Aérodynamique de l'Ecole Polytechnique de Lwów.

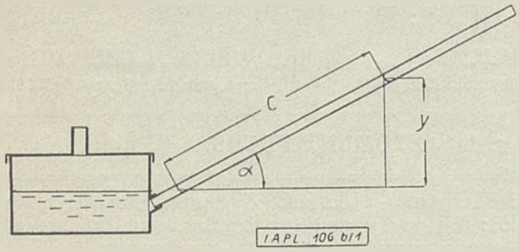
Przyrządy służące do pomiaru ciśnień są dla laboratorjum aerodynamicznego tem, czem jest np. woltmetr dla laboratorjum elektrotechnicznego. Ze względu na różnorodność zastosowania wytworzyły się z biegiem czasu różne typy manometrów, z których najczęstsze są manometry statyczne, dozwalające na odczyt różnicy ciśnień pomiędzy dwoma płynami (gazami) przy pomocy specjalnej cieczy odgraniczającej, jak woda, alkohol, rtęć i t. p., przez odczyt przesunięcia tej cieczy w rurce manometru. Ponieważ w aerodynamice występują najczęściej w praktyce laboratoryjnej różnice ciśnień obejmujące zakres 0,1—200 kg/m^2, których pomiar powinien się odbyć z wcale znaczną dokładnością, przeto stosuje się t. zw. mikromanometry polegające na zwiększeniu drogi meniska przez pochylenie rurki manometru. Jeżeli w rachubę wchodzi tylko pewien określony zakres ciśnień w obrębie podanego wyżej, to można zastosować krótki odcinek rurki pochyłej w żądanym zakresie ciśnień i pochylić ją wedle kąta dozwalającego na żądaną dokładność odczytu. O ile jednak chcemy stosować mikromanometr do pomiaru w całym zakresie ciśnień, to natrafjamy na tę trudność, że albo przy danem pochyleniu rurki jest dokładność odczytów za duża przy wyższych ciśnieniach, a mianowicie wtedy, jeśli przy małych jest właśnie wystarczająca, albo też jest za mała przy niskich ciśnieniach, jeśli dla większych wartości ciśnień jest dobrą. Celem usunięcia tej wady stosowano rurkę manometryczną wygiętą w ten sposób, aby zakres czułości zmniejszał się wraz z wysokością odczytywanej różnicy poziomów cieczy[1]).

Dla pomiaru ciśnień statycznych na modelach przedmuchiwanych w tunelu Laboratorjum Aerodynamicznego Politechniki Lwowskiej postanowiliśmy zaprojektować mikromanometr, któryby dawał powiększenie zmienne wraz z wysokością, a mianowicie takie, aby dokładność odczytu była stałą dla każdej wysokości w obrębie z góry określonych granic. Warunek ten będzie spełniony, jeśli powiększenie jest odwrotnie proporcjonalne do każdorazowej różnicy poziomów cieczy. Ponieważ powiększenie drogi słupka cieczy w rurce zależy od kąta pochylenia α rurki względem poziomu (ryc. 1), a mianowicie od stosunku:

$$n=\frac{c}{y}=\frac{1}{\sin\alpha},$$

[1]) Handbuch d. Experimentalphysik, Wien-Harms, t. 4, cz. 1, str. 522—523, 1931.

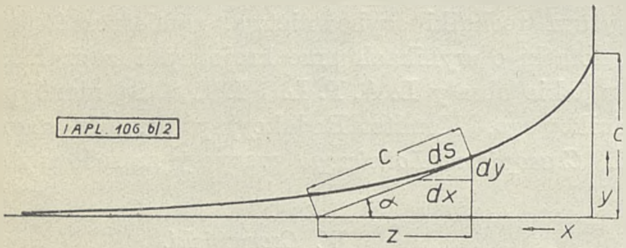
przeto celem uzyskania zmiennego powiększenia wzgl. przeniesienia należy dla każdej wysokości y stosować inny kąt pochylenia α. Przy zmianie przeniesienia w sposób ciągły należy zatem wygiąć rurkę manometru tak, aby pochylenie stycznej do osi rurki zmieniało się od punktu do punktu wedle prawa odpowiadającego żądanej zmianie powiększenia n. Warunek stałej do-



Ryc. 1.

kładności odczytu, a mianowicie założenie odwrotnej proporcjonalności stopnia powiększenia n do różnicy wysokości y, jest zatem równoznaczny z przyjęciem we wzorze $n=\frac{c}{y}$ długości c jako stałej.

Celem otrzymania równania krzywej, odpowiadającej osi rurki mikromanometru, ustawiamy dla obra-



Ryc. 2.

nego na rysunku prostokątnego układu spółrzędnych równanie różniczkowe odnoszące się do elementu długości krzywej (ryc. 2):

$$\frac{dy}{dx}=-tg\,\alpha.$$

Dla wprowadzenia do tego równania stopnia powiększenia n stosujemy przekształcenie:

$$tg\,\alpha=\frac{\sin\alpha}{\sqrt{1-\sin^2\alpha}},$$

przyczem: $\sin\alpha=\frac{y}{c}=\frac{1}{n}$,

gdzie: $c=$ stałej.

Wobec tego: $\frac{dy}{dx}=-\frac{y}{\sqrt{c^2-y^2}}$.

Po oddzieleniu zmiennych otrzymujemy:

$$dx=-\frac{\sqrt{c^2-y^2}}{y}dy$$

jako równanie różniczkowe krzywej.

A zatem: $x=-\int\frac{\sqrt{c^2-y^2}}{y}dy+K$,

gdzie K oznacza stałą całkowania.

Celem znalezienia wartości całki:

$$J=-\int\frac{\sqrt{c^2-y^2}}{y}dy$$

wstawiamy: $c^2-y^2=z^2$

czyli: $J=\int\frac{z^2}{c^2-z^2}dz$

względnie: $J=\int\left(-1+\frac{c^2}{c^2-z^2}\right)dz$

skąd: $J=-z+\frac{c}{2}ln\frac{c+z}{c-z}$.

Wobec tego: $x=-\sqrt{c^2-y^2}+\frac{c}{2}ln\frac{c+\sqrt{c^2-y^2}}{c-\sqrt{c^2-y^2}}+K.$

Przy $y=c$ powiększenie n staje się równe jednostce, a rurka mikromanometru powinna przejść w prostą pionową; dla tej zatem wartości ma być $x=O$. Z tego warunku wynika $K=O$.

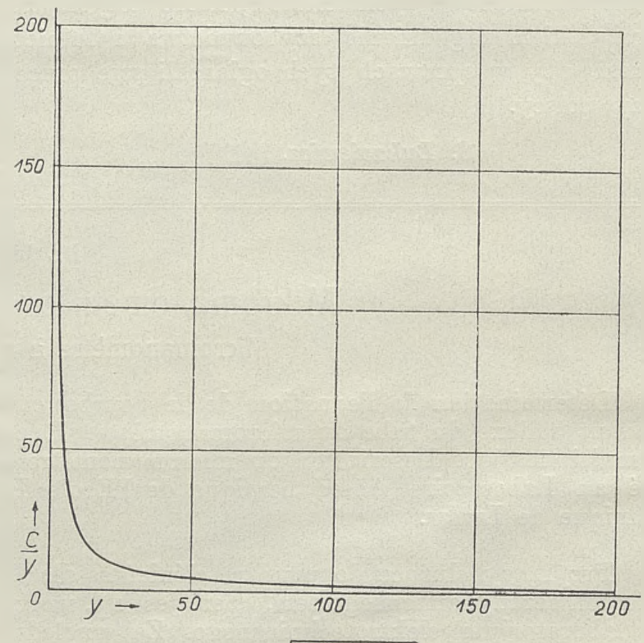
Jak łatwo można zauważyć $y=O$ odpowiada $x=\infty$, czyli krzywa przebiega asymptotycznie względem osi x-ów.

Celem otrzymania mikromanometru ze stałą dokładnością odczytu w granicach do np. 200 *mm* różnicy wysokości danej cieczy należy widocznie obrać $c=200$. Wobec tego równanie krzywej, wedle której należy wygiąć rurkę, ma postać:

$$x=100\,ln\frac{200+\sqrt{200^2-y^2}}{200-\sqrt{200^2-y^2}}-\sqrt{200^2-y^2};$$

krzywą tą przedstawia rycina 2.

Stopień powiększenia $n=\frac{c}{y}=\frac{200}{y}$ dla danego wypadku wykazuje krzywa wyznaczona na ryc. 3, przedstawiająca związek pomiędzy różnicą wysokości y i stopniem powiększenia n.



Ryc. 3.

Dla ścisłości należy dodać, że nie uwzględniliśmy dotąd wpływu zmiany poziomu zwierciadła cieczy w zbiorniku połączonym z rurką manometryczną. Aby zdać sobie sprawę z wielkości błędu popełnionego przez to zaniedbanie, zwróćmy uwagę na warunek ciągłości cieczy przy założeniu cieczy nieściśliwej. Niech oznaczają:

F — przekrój zbiornika
f — przekrój rurki
h' — zmianę wysokości poziomu cieczy w zbiorniku
$h=h'+y$ — różnicę poziomów cieczy w rurce i w zbiorniku po ustaleniu się równowagi
s — długość łuku wzdłuż osi rurki.

Natenczas: $F.dh'=f.ds$,

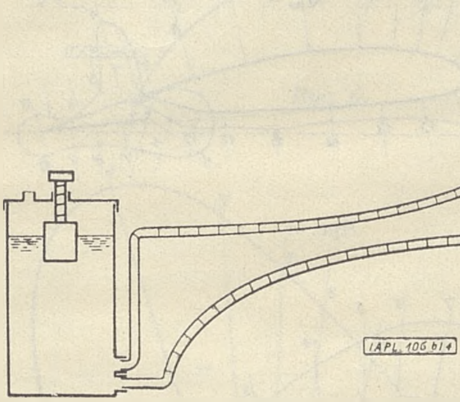
skąd: $$dh' = \frac{f}{F} ds = \frac{f}{F} \frac{ds}{dy} dy = \frac{f}{F} \frac{c}{y} dy.$$

Natomiast: $$dh = dy + dh' = \left(1 + \frac{f}{F} \frac{c}{y}\right) dy.$$

Stopień powiększenia: $$= \frac{ds}{dh} = \frac{ds}{\left(1 + \frac{f}{F} \frac{c}{y}\right) dy} = \frac{c}{\left(1 + \frac{f}{F} \frac{c}{y}\right) y}.$$

Ponieważ stosunek $\frac{f}{F}$ jest w danym wypadku bardzo mały, gdyż średnica rurek nie przekracza zazwyczaj 3 *mm*, a to ze względu na konieczność należytego ukształtowania się meniska pod wpływem sił kapilarnych, przeto wobec jedynki można drugi wyraz w nawiasie mianownika zaniedbać. Wobec tego:

stopień powiększenia $= \frac{c}{y}$, jak poprzednio podaliśmy.



Ryc. 4.

Jeżeli wygiętą wedle określonej krzywej rurkę manometryczną zaopatrzymy w podziałkę milimetrową, to przy obranym stopniu powiększenia $n = \frac{200}{y}$ otrzymamy następującą dokładność odczytu różnicy poziomów cieczy: przy $y = 200$ *mm* dokładność na 1 *mm*, przy $y = 100$ *mm* dokładność na 0,5 *mm*, przy $y = 10$ *mm* dokładność na 0,05 *mm* i t. d., czyli w każdem miejscu wynosi dokładność odczytu 0,5%.

W Laboratorjum Lwowskiem wykonano tego typu mikromanometer zaopatrzony w dwie rurki, z których jedna służy do pomiaru nadciśnień, a druga do pomiaru podciśnień. Układ obu rurek, umieszczonych na wspólnej tablicy drewnianej, uwidoczniono na ryc. 4. Wewnętrzna średnica rurek szklanych wynosi 3 *mm*. Rurki są połączone ze zbiornikiem walcowym o średnicy wewnętrznej 38 *mm* i długości 750 *mm*; stosunek $\frac{f}{F}$ wynosi zatem przy wypełnieniu zbiornika cieczą do połowy:

$$\frac{f}{F} = \frac{\frac{3^2 . \pi}{4}}{38.750} = 0{,}000248.$$

Do ustawiania poziomu cieczy na punkt zerowy skali zastosowano walec metalowy o średnicy 40 *mm* zanurzony częściowo w cieczy zbiornika, który można przesuwać w pionie przy pomocy śruby. Jako ciecz służy alkohol, a to głównie ze względu na własności rozpuszczania tłuszczów, a tem samem należytego zwilżania ścian rurki zanieczyszczających się po krótkim czasie. Bardzo ważną zaletą tego mikromanometru jest pomiędzy innemi, że nie wymaga on przy odczytywaniu ciśnienia żadnego nastawiania, pominąwszy oczywiście jednorazowe ustawienie całego aparatu do należytego poziomu. Wskutek nieuniknionych błędów rurek manometrycznych tak co do średnicy jak i zakrzywienia, a zatem zmiany sił kapilarnych i niewłaściwych pochyleń od punktu do punktu, konieczne jest cechowanie mikromanometru np. przez porównanie go z innym mikromanometrem o znanych właściwościach, np. z minimetrem firmy Askania-Werke.

Dr. Inż. Zygmunt Fuchs.

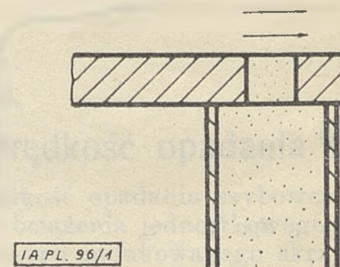
Pomiar rozkładu ciśnień wzdłuż powierzchni przy pomocy sondy ciśnień statycznych.

Mesure de la distribution des pressions sur une surface à l'aide d'une sonde à pression statique.

Explication du principe de la méthode. Description de la sonde utilisée au Laboratoire Aérodynamique de l'Ecole Polytechnique de Lwów. Présentation du résultat des mesures sur une aile munie d'un aileron à fente.

Pomiar sił aerodynamicznych przy pomocy urządzeń wagowych dozwala na wyznaczenie wielkości, kierunku i położenia sił wypadkowych, nie daje natomiast należytego wyobrażenia o rozkładzie siły wzdłuż określonej powierzchni. Do pomiaru rozkładu siły normalnej czyli t. zw. ciśnienia stosuje się zazwyczaj metodę, polegającą na zaopatrzeniu danej powierzchni w szereg otworów o bardzo małej średnicy, połączonych przy pomocy cienkich rurek z czułym manometrem i pomiarze różnicy ciśnień statycznych w miejscu otworu i miejscu ustawienia manometru w hali pomiarowej; zakładamy przytem, że ciśnienie statyczne w hali jest z wystarczającą dla celów praktycznych dokładnością równe ciśnieniu statycznemu w wolnym niezaburzonym strumieniu tunelu aerodynamicznego. Pomiar ciśnienia statycznego przy pomocy otworu polega na założeniu, że wzdłuż powierzchni nieciągłości, jaka powstaje pomiędzy cieczą przepływającą wzdłuż powierzchni w miejscu otworu (ryc. 1) i cieczą pozostającą w spoczynku w otworze, jest ciśnienie w każdym punkcie jednakowe tak dla cieczy płynącej jak i pozostającej w spoczynku.

Pomiar ciśnień statycznych przy pomocy otworów pomiarowych, aczkolwiek celowy, nie jest jednak naogół



Ryc. 1.

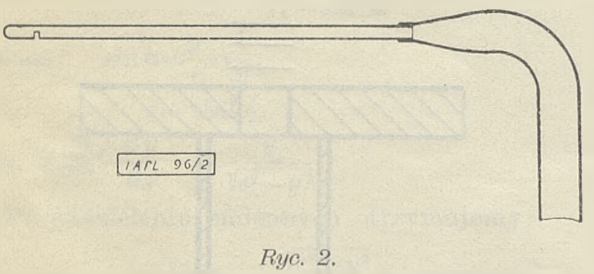
praktyczny, gdyż wymaga starannego i żmudnego przygotowania specjalnych modeli zaopatrzonych w otworki i połączone z niemi szczelnie rurki, które należy ukryć wewnątrz modelu, aby nie wywoływały osobnych zaburzeń strugi opływającej model. Wyłoniła się zatem potrzeba zastąpienia tej metody pomiaru inną, któraby dozwalała na pomiar rozkładu ciśnień wzdłuż powierzchni dowolnego modelu bez specjalnego jego przysposobienia, a więc np. wprost modelu użytego przedtem do pomiaru

sił aerodynamicznych przy pomocy wagi. Jest rzeczą jasną, że może się to stać jedynie przy pomocy urządzenia pomiarowego, które należy umieścić w określonym punkcie powierzchni zamiast otworu pomiarowego [1]). Nie potrzeba dodawać, że rozmiary tego urządzenia pomiarowego muszą być tak małe, aby błąd pomiaru z powodu zaburzenia strugi przez obecność przyrządu mieścił się w granicach błędu pomiaru ciśnień, a pozatem, aby odczytane ciśnienie odpowiadało ciśnieniu na powierzchni modelu.

Przy dostatecznie małych rozmiarach przyrządu pomiarowego mogą być oba warunki jednocześnie spełnione, ponieważ, jak wiadomo, wskutek przylegania cieczy opływającej model do jego powierzchni, wyłania się t. zw. warstwa graniczna, w której szybkość ruchu cieczy jest bardzo mała, a zarazem ciśnienie jest praktycznie biorąc stałe wzdłuż każdej normalnej do powierzchni i odpowiada ciśnieniu zewnętrznej strugi poza warstwą graniczną; wskutek tego pomiar ciśnienia w dowolnem miejscu w obrębie grubości warstwy granicznej powinien dać identyczne wyniki.

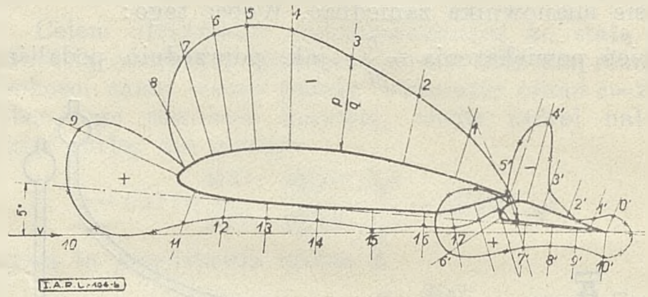
Grubość warstwy granicznej nie jest wszędzie jednakowa; warstwa ta narasta przy powierzchni w kierunku ruchu strugi cieczy. Jeśliby tedy zdarzyło się, że na przedniej części powierzchni modelu grubość warstwy była mniejszą od rozmiarów poprzecznych przyrządu pomiarowego, to jednak odczyt ciśnienia byłby jeszcze dobry, gdyż gradjent szybkości wzdłuż normalnej do powierzchni dla otaczającego warstwę graniczną ruchu potencjalnego cieczy jest względnie mały.

Odpowiednim przyrządem do pomiaru ciśnień statycznych na powierzchni ciał okazała się rurka z przodu zamknięta i zaopatrzona w otwory boczne połączone wprost z manometrem, znana pod nazwą sondy ciśnień. Rurkę tą należy ustawić możliwie w kierunku strugi w danem miejscu. Pomiary wykazały jednak, że małe zboczenia osi rurki od kierunku strugi w granicach około $\pm 6^0$ wpływają bardzo nieznacznie na wynik pomiaru [2]). Ważną rzeczą jest atoli umieszczenie otworów pomiarowych w takiej odległości od przedniego końca rurki, aby wpływ ciśnienia spiętrzenia na przednim końcu na wartość ciśnienia statycznego w miejscu otworów pomiarowych był znikomo mały. Nastąpi to wtedy, jeżeli odległość ta wynosi około 3 d, gdzie d oznacza średnicę rurki. Ważną zaletą tego przyrządu jest między innemi okoliczność, że wykazywane ciśnienie nie zależy od wielkości ciśnienia prędkości.

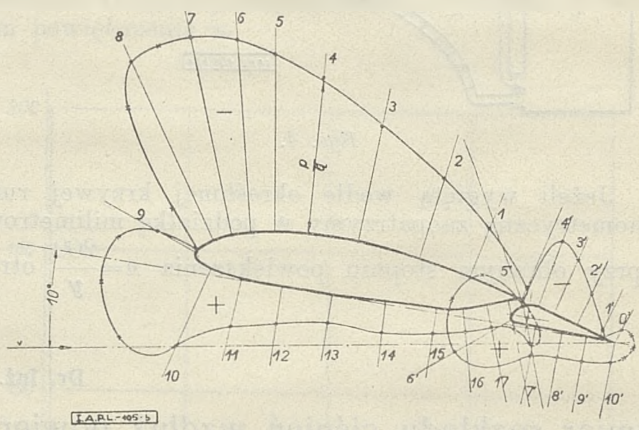


Ryc. 2.

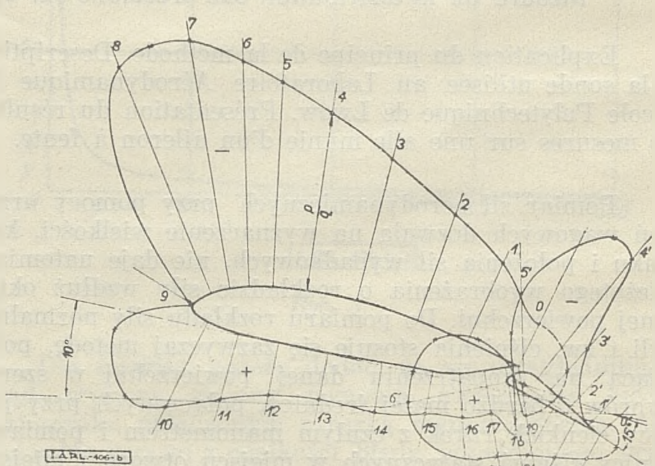
Uwzględniając warunki podane wyżej, zastosowano w Laboratorjum Aerodynamicznem Politechniki Lwowskiej sondy ciśnień o średnicy zewnętrznej d=0,55—1,0 *mm*, zaopatrzone rowkiem pomiarowym obejmującym połowę obwodu rurki, naciętym w odległości około 3 d od przedniego końca rurki (ryc. 2). Tylna część rurki połączona jest przy pomocy rurki o średnicy 3—4 *mm* wygiętej w odpowiedni sposób z rączką w postaci rury o średnicy zewnętrznej 5—6 *mm*, komunikującej się wprost z manometrem. W czasie pomiaru ciśnienia statycznego przykłada się rurkę pomiarową do powierzchni tak, aby rowek pomiarowy, znajdujący się na górnej powierzchni rurki, znajdował się w miejscu, w którym ma się odbyć pomiar ciśnienia. Przy różnego rodzaju powierzchniach należy stosować sondy o odpowiednich średnicach rurek i odpowiedniem wygięciu rurek łączących sondę z rączką.



Ryc. 3.



Ryc. 4.



Ryc. 5.

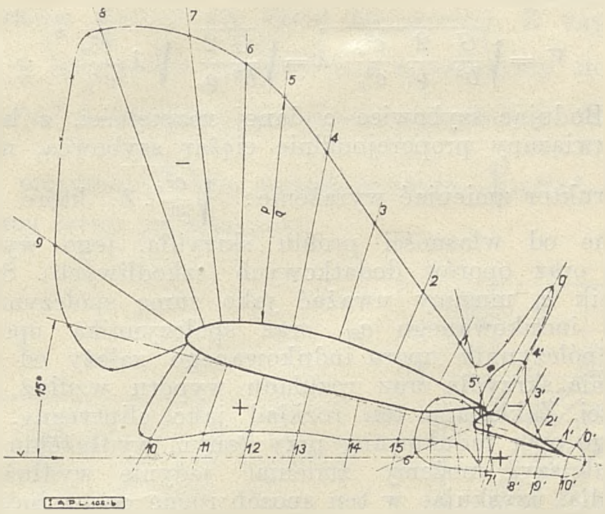
Celem łatwego ustalenia sondy w danem położeniu, tudzież szybkiej zmiany położenia od punktu do punktu, skonstruowano dla tej sondy specjalny uchwyt, dozwalający na przesunięcie sondy w trzech kierunkach przy pomocy prowadnic, tudzież na dowolne obroty przy pomocy odpowiedniego przegubu kulowego. Prowadnice zmontowano na wiązaniu kratowem wagi aerodynamicznej na górze i na dole tak, że w czasie przedmuchiwania np.

[1]) Porówn.: W. Klemperer, Windkanalversuche an einem Zeppelin-Luftschiff-Model, Abh. aus d. Aerod. Inst. a. d. Techn. Hochsch. Aachen, zesz. 12, str. 10, 1932.

A. B. Scherschevsky, Russische Arbeiten zur Hydro- und Aerodynamik und zur allgemeinen Mechanik, Zeitschr. f. angew. Math. u. Mechanik, t. 11, str. 394, 1931.

[2]) Handb. d. Experimentalphysik, Wien-Harms, t. 4, cz. 1, str. 496, 1931.

modelu skrzydła można równocześnie przeprowadzać pomiar ciśnień na powierzchni górnej i dolnej.

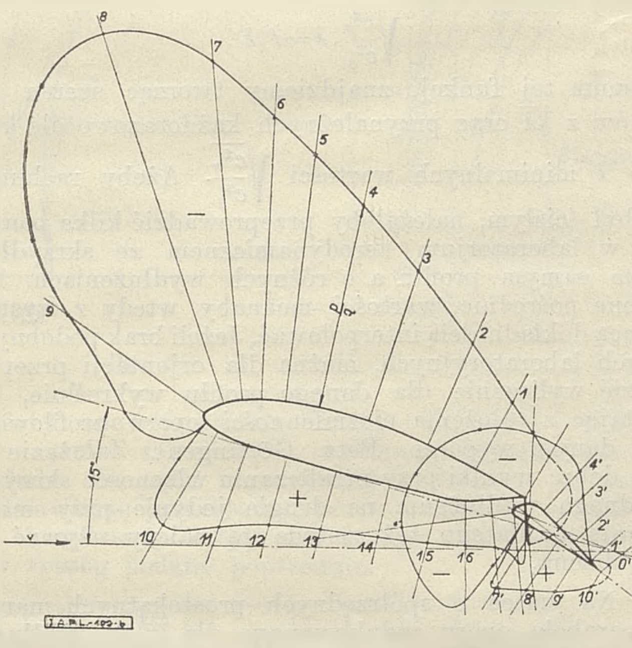


Ryc. 6.

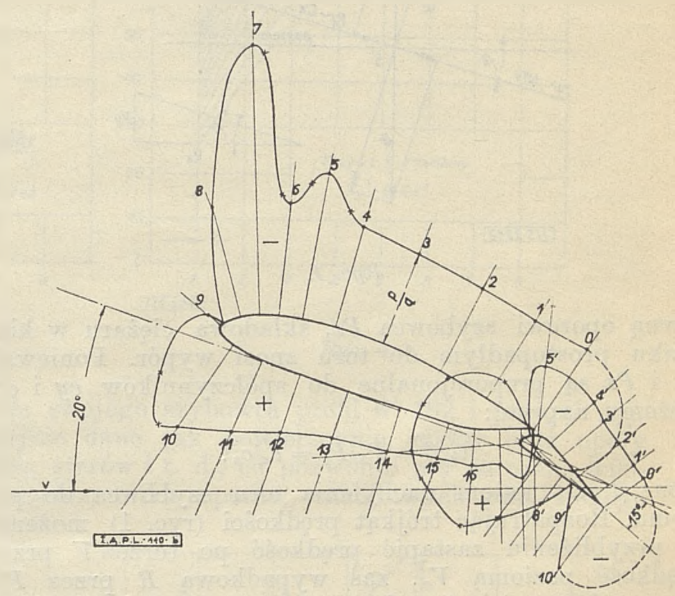
wierzchni i przy pomocy sondy ciśnień wykonano szereg pomiarów na różnego rodzaju powierzchniach przy pomocy obu metod i otrzymano wyniki zupełnie zgodne, t. j. w granicy dokładności pomiaru nie dostrzeżono żadnych różnic.

Celem zobrazowania wyników otrzymanych powyżej podaną metodą podajemy wykresy rozkładu ciśnień na skrzydle z lotką szczelinową przy różnych kątach nastawienia skrzydła i lotki. Ciśnienia odniesione do jednostki ciśnienia prędkości czyli stosunek $\frac{p}{q}$ naniesiono na wykresie na rozwiniętej profilu, a następnie wprost na normalnych do konturu profilu celem uzyskania przejrzystego obrazu rozkładu ciśnień (ryc. 3, 4, 5, 6, 7, 8). Punkty pomiarowe oznaczone są na wykresach kółeczkiem, zaś punkty uzyskane drogą interpolacji względnie ekstrapolacji na wykresie na rozwiniętej profilu krzyżykiem. Pola wykresu, odpowiadające nadciśnieniu, oznaczone są znakiem (+), zaś odpowiadające podciśnieniu znakiem (—).

Uzyskane wyniki pomiarów, uwidocznione na wykresach, uprawniają do założenia, że stosowanie sondy ciśnień statycznych do pomiaru rozkładu ciśnień w tu-



Ryc. 7.



Ryc. 8.

nelu aerodynamicznym daje rezultaty przydatne do użytku praktycznego.

Dla porównania wyników pomiaru ciśnień statycznych przy pomocy otworów pomiarowych na po-

Inż. Wacław Czerwiński.

Wpływ własności profilu i wydłużenia na prędkość opadania szybowca.

Dzisiejszy stan rozwoju szybownictwa ustalił pewne wymagania, którym odpowiadać muszą konstrukcje szybowców służących nieraz do wykonywania lotów w warunkach bardzo niekorzystnych. Najbardziej zasadniczym warunkiem wymaganym od wszystkich typów szybowców, jest mała prędkość opadania. Jest jeszcze wiele innych wymagań zależnych od przeznaczenia danego szybowca jak duża prędkość pozioma dla szybowców służących do wykonywania przelotów, duża łatwość w prowadzeniu i zwrotność potrzebna tam gdzie wykorzystuje się prądy wznoszącego się powietrza o małym przekroju i t. d. W następnych rozważaniach zajmiemy się jedynie warunkami aerodynamicznemi którym odpowiadać musi szybowiec o małej prędkości opadania.

Prędkość opadania szybowca zależy od:

1. obciążenia jednostkowego powierzchni skrzydła,
2. oporu indukowanego skrzydła,
3. oporów dodatkowych takich części jak kadłub, stery, podwozie oraz oporu tarcia powierzchniowego całości.

Ażeby wszystkie wymienione zależności ująć we formułę matematyczną musimy rozpocząć rozważanie od warunków równowagi, w których znajduje się szybowiec w locie.

Jako reakcję działań aerodynamicznych w locie na szybowiec uważać należy wypadkową R skierowaną pod pewnym kątem do toru. Wypadkową tą rozkładamy na dwie składowe Py i Px działające prostopadle i równolegle do toru. Obie te składowe są funkcją kąta nachylenia cięciwy skrzydła do toru, rozmiarów linjo-

wych szybowca, gęstości powietrza, oraz prędkości. Zależności te możemy napisać:

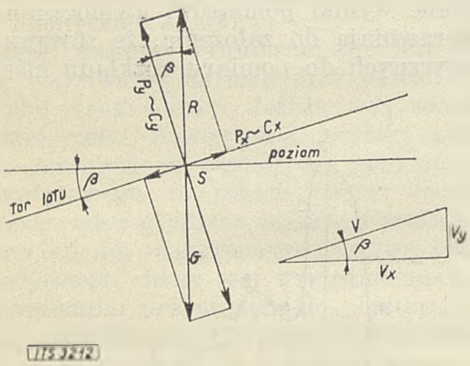
$$Py = f(\alpha, l, \varrho, v,); \quad Px = f(\alpha, l, \varrho, v,)$$

Wielkości Py i Px wyznacza się doświadczalnie w laboratorjach aerodynamicznych na modelach wykonanych w skali, przyczem podaje się nie siły, tylko spółczynniki, odnosząc je do takich wielkości porównawczych, jak powierzchnia skrzydła oraz ciśnienie prędkości. Nazywając przez Px opór całkowity szybowca, przez Py jego wypór możemy napisać:

$$Px = q.F.c_x \quad Py = q.F.c_y$$

gdzie $q = \frac{\varrho . V^2}{2}$ = ciśnieniu prędkości, a F = powierzchni skrzydła.

Rozpatrując lot szybowca w ruchu jednostajnym zauważymy, że wypadkowa R musi być równą i przeciwnie skierowaną całkowitemu ciężarowi szybowca G (ryc. 1). Składowa ciężaru G w kierunku toru jest



Ryc. 1.

równą oporowi szybowca Px, składowa ciężaru w kierunku prostopadłym do toru znosi wypór. Ponieważ Py i Px są proporcjonalne do spółczynników cy i cx, możemy napisać:

$$\operatorname{tg}\beta = P_x/P_y = c_x/c_y,$$

gdzie β jest kątem nachylenia toru szybowca do poziomu. Rozpatrując trójkąt prędkości (ryc. 1) możemy w przybliżeniu zastąpić prędkość po torze V przez prędkość poziomą V_x, zaś wypadkową R przez P_y, ponieważ kąt β jest mały w zakresie tych kątów przy których zwykle się lata.

Obliczając ze wzoru $R = G = P_y = \frac{F.\varrho.V^2_x.c_y}{2}$ szybkość V_x, otrzymamy:

$$V_x = \sqrt{\frac{G}{F}\cdot\frac{2}{\varrho}\cdot\frac{1}{c_y}}$$

a ponieważ prędkość opadania $V_y = V_x \operatorname{tg}\beta = V_x.\frac{c_x}{c_y}$ przeto wstawiając za V_x wartość wyrachowaną, otrzymamy:

$$V_y = \sqrt{\frac{G}{F}\cdot\frac{2}{\varrho}\cdot\frac{1}{c_y}}\cdot\frac{c_x}{c_y} = \sqrt{\frac{G}{F}\cdot\frac{2}{\varrho}\cdot\frac{c^2_x}{c^3_y}}.$$

Wyprowadziliśmy żądaną formułę określającą zależność pomiędzy prędkością opadania V_y, a obciążeniem jednostkowem skrzydła $\frac{G}{F}$, oporem indukowanym i szkodliwym c_x, oraz spółczynnikiem wyporu. Dzieląc parametry, od których zależy prędkość opadania na dwa rodzaje t. j. na parametry zależne od kształtu profilu wydłużenia skrzydła oraz od oporów szkodliwych i na parametry takie jak wymiary szybowca i jego ciężar, otrzymamy bardziej poglądową formę tego wzoru. Wyrażając powierzchnię jako funkcję rozpiętości i wydłużenia skrzydła: $F = b.t = \frac{b.t.b}{b} = \frac{b^2}{\lambda}$ gdzie $\lambda = \frac{b}{t}$ otrzymamy:

$$V_y = \sqrt{\frac{G}{b^2}\cdot\frac{2}{\varrho}\cdot\frac{c^2_x}{c^3_y}\cdot\lambda} = \sqrt{\frac{G.2}{b^2.\varrho}}\cdot\sqrt{\lambda\cdot\frac{c^2_x}{c^3_y}} \text{ *)}$$

Budując szybowiec o danej rozpiętości, z którą jest związany proporcjonalnie ciężar szybowca, może konstruktor zmieniać wyrażenie: $\sqrt{\frac{c^2_x}{c^3_y}.\lambda}$, które jest zależne od własności profilu skrzydła, jego wydłużenia, oraz oporów dodatkowych (szkodliwych). Spółczynnik c_x musimy uważać jako sumę spółczynnika oporu indukowanego c_{xi} oraz spółczynnika oporów c_{xs}. Spółczynnik oporu indukowanego zależy od wydłużenia skrzydła oraz rozkładu wyporu wzdłuż rozpiętości. Zakładając ten rozkład jako eliptyczny, dla którego opór indukowany przy danym wydłużeniu jest najmniejszy, możemy zmieniać jedynie wydłużenie skrzydła, uzyskując w ten sposób różne opory indukowane. Ze względu na postawione żądanie jak najmniejszej prędkości opadania szybowca, musimy wziąć pod pod uwagę funkcję:

$$\sqrt{\frac{c^2_x}{c^3_y}}.\lambda = f(\lambda).$$

Minimum tej funkcji znajdziemy tworząc szereg iloczynów z $\sqrt{\lambda}$ oraz przynależnych każdorazowo dla każdego λ minimalnych wartości $\sqrt{\frac{c^2_x}{c^3_y}}$. Ażeby rachunek ten był ścisłym, należałoby przeprowadzić kilka pomiarów w laboratorjum aerodynamicznem ze skrzydłem o tym samym profilu a o różnych wydłużeniach. Potrzebne pośrednie wartości możnaby wtedy z wystarczającą dokładnością interpolować. Jeżeli brak podobnych danych laboratoryjnych, można dla orjentacji przeprowadzić wyliczenie dla danego profilu wykreślnie, korzystając z założenia niezmienności oporu profilowego przy danym wyporze (Betz, Göttingen). Założenie to daje dobre wyniki przy przeliczaniu własności skrzydła z jednego wydłużenia na drugie jedynie przy małej zmianie λ, dlatego też metodę tę należy używać za przybliżoną.

Na siatce o spółrzędnych prostokątnych nanosi się parabole oporu indukowanego dla kilku wydłużeń (np. dla $\lambda = 5$, 7·5, 10, 15, 20, 25, 30) obliczając spółrzędne ze wzoru:

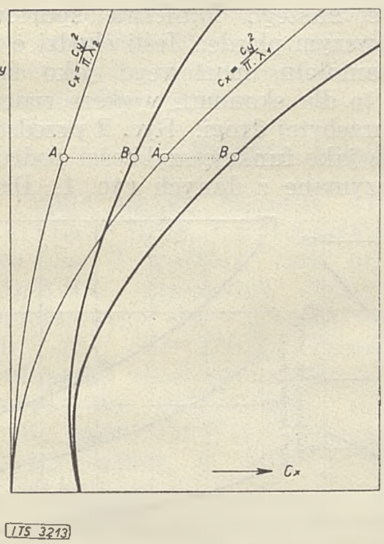
$$c_{xi} = \frac{c^2_y}{\pi.\lambda}, \quad \text{gdzie } \lambda = \frac{b^2}{F}.$$

następnie nanosi się na tą siatkę biegunową profilu badanego w laboratorjum. Korzystając z poprzednich założeń dla znalezienia biegunowej dla innych wydłużeń, wystarczy odmierzyć wielkość oporu profilowego $A - B$ (ryc. 2) dla danego c_y i odnieść ją na prawo od paraboli dla innych wydłużeń. Przeprowadzając tą operację dla kilkunastu punktów otrzymamy pęk szukanych biegunowych. Należy teraz wyszukać dla każdej z nich minimalną wartość: $\sqrt{\frac{c^2_x}{c^3_y}}$. Można to uczynić jednym z wielu znanych sposobów. Najszybciej dochodzi się do celu w ten sposób, że na przeźroczu z kalki nanosi się pęk krzywych o równaniu: $c^3_y = p.c^2_x$ (ryc. 3). Jeżeli narysujemy ten pęk dosyć zagęszczony, wtedy z wystarczającą dokładnością można wyznaczyć

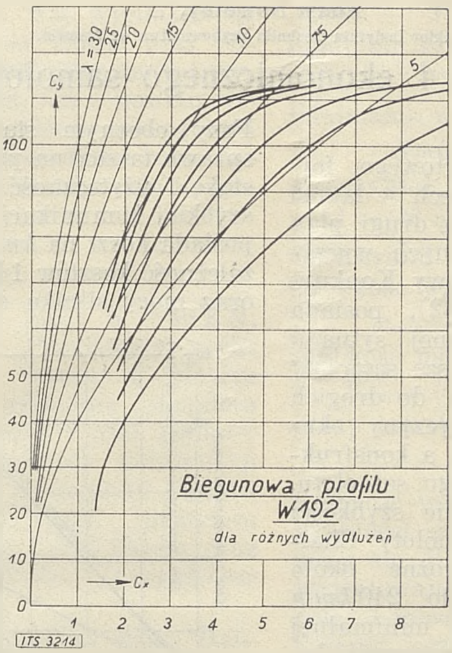
*) Uwaga: Z powyższem przekształceniem wzoru na prędkość opadania zapoznał się autor na wykładzie Inż. Lippischa na kongresie szybowcowym w Rhön, w r. 1932. Formy tej używa Inż. Lippisch w artykule p. t. „Sinkgeschwindigkeit und Gleitzahl", Flugsport z r. 1932.

punkty styczności tego pęku z biegunowemi. Wyszukane w ten sposób punkty styczności spełniają warunek minimum $\sqrt{c_x^2/c_y^3}$ dla danej biegunowej. Z uzyskanych w ten sposób wartości c_x i c_y tworzymy ilorazy $\sqrt{c_x^2/c_y^3}$ i mnożymy je przez odpowiednie $\sqrt{\lambda}$. Rysując otrzymaną w ten sposób funkcję $\sqrt{c_x^2/c_y^3}\ \lambda$ znajdziemy łatwo jej minimum.

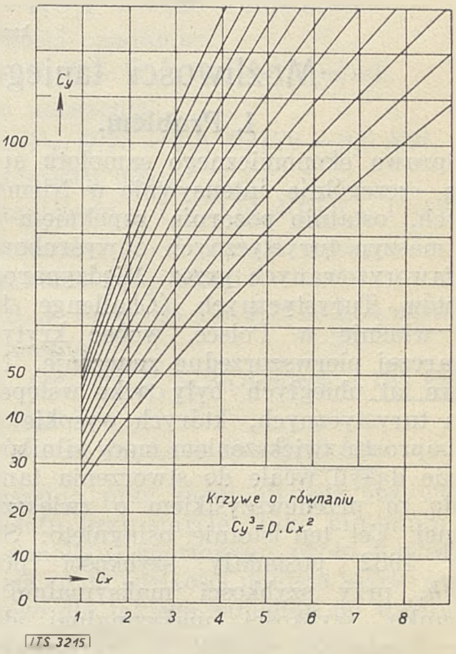
i 0·01. Chcąc wiedzieć jak zmienia się prędkość opadania szybowca z obciążeniem charakterystycznem G/b^2 uzupełniono tablicę po lewej stronie nomogramem, na którym można wprost odczytać prędkość opadania szybowca. Z wykresów tych widać, że z powiększeniem oporu szkodliwego minimum prędkości opadania przesuwa się w stronę mniejszych wydłużeń. Nie opłaca się więc stosować dużych wydłużeń dla szybowców gorszych aerodynamicznie, należy zawsze owo optymalne wydłużenie znaleźć, w czem właśnie pomocną jest niniejsza praca. Przypuśćmy, że konstruktor wy-



Ryc. 2.

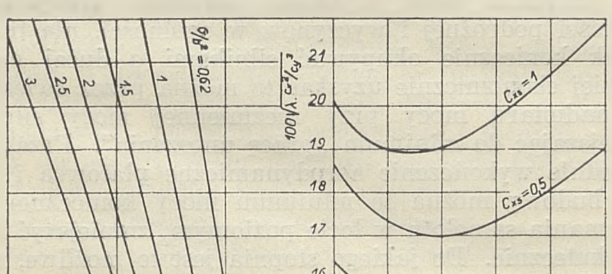


Ryc. 3.



Ryc. 4.

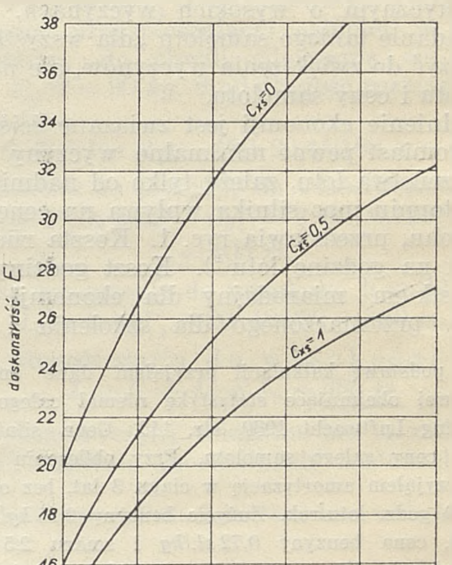
Ażeby znaleźć kształt funkcji: $\sqrt{c_x^2/c_y^3}.\lambda = f(\lambda)$ dla paru oporów szkodliwych, wystarczy przenieść środek układu dla pęku biegunowych o wielkość c_{xs} na lewo. Ustawiając przeźrocze (ryc. 3) w nowym środku układu, znajdziemy c_x^2/c_y^3 dla danego oporu szkodliwego w sposóg podany poprzednio.



Ryc. 5.

Ryc. 4 przedstawia pęk biegunowych profilu Instytutu Aerodynamicznego Politechniki Warszawskiej Nr. 192 dla siedmiu wydłużeń. Znajdując minima $\sqrt{c_x^2/c_y^3}$ dla każdego wydłużenia i mnożąc to minimum przez odpowiedni pierwiastek z λ otrzymano siedem wartości wyznaczających szukaną funkcję. Kształt tej funkcji przedstawiają trzy krzywe na ryc. 5 dla różnych oporów szkodliwych, a mianowicie dla $c_{xs} = 0$, 0·005

brał dla swojego szybowca profil *W* 192 i przyjął najważniejsze dane jak powierzchnię, ciężar oraz opory kadłuba, sterów i t. d., co pozwoliło mu na ocenę wielkości spółczynnika oporów szkodliwych odniesionego



Ryc. 6.

do powierzchni skrzydła. Mając ten spółczynnik, który niech dla przykładu wynosi $c_{xs} = 0{,}5$ można na podstawie tablicy (ryc. 5) wyznaczyć jaknajkorzystniejsze

*

wydłużenie skrzydła ze względu na prędkość opadania szybowca. Jak widać z tablicy minimum funkcji $100\sqrt{\lambda \cdot c_x^2/c_y^3} = f(\lambda)$ wypada dla $\lambda = 15$. Mając daną powierzchnię skrzydła może konstruktor wyliczyć teraz rozpiętość szybowca, oraz obciążenie charakterystyczne G/b^2. Interpolując pęk prostych po lewej stronie wykresu dla swojego obciążenia charakterystycznego, oraz znajdując punkt przecięcia się tej prostej z poziomą wyprowadzoną ze znalezionego poprzednio minimum, można znaleźć przy pomocy nomogramu najmniejszą prędkość opadania jaką może mieć szybowiec dla początkowych założeń. Jasnem jest, że potrzebną wielkość usterzenia trzeba sprawdzić po ustaleniu wydłużenia skrzydła i wprowadzić ewentualną poprawkę do spółczynnika oporów szkodliwych. Dla uzupełnienia dołączono jeszcze tablicę (ryc. 6), która podaje zmianę doskonałości E z wydłużeniem. Można więc ustalając spółczynnik oporów szkodliwych oraz wydłużenie znaleźć na tym wykresie najlepszy spółczynnik szybowania dla rachowanego szybowca.

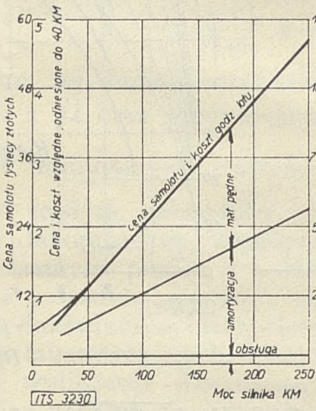
Adam Nowotny,
konstruktor Instytutu Techniki Szybownictwa we Lwowie.

Możliwości taniego i ekonomicznego samolotu sportowego.

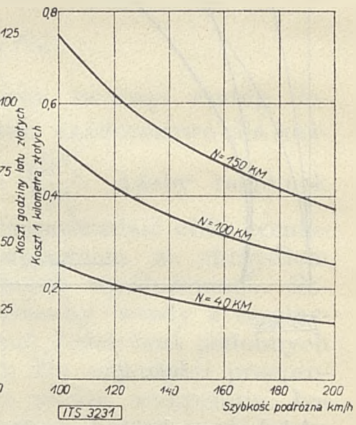
I. Problem.

Sprawa ekonomicznego samolotu sportowego, forsowana szczególnie intensywnie w Niemczech w latach ubiegłych, ostatnio pozornie zepchnięta na drugi plan wobec maszyn turystycznych o wyśrubowanych wyczynach, faworyzowanych przez Międzynarodowy Konkurs Samolotów Turystycznych (Challenge 1932), posiada dzisiaj właśnie w Polsce, wobec krytycznej sytuacji gospodarczej pierwszorzędne znaczenie. Nasze samoloty sportowe lat ubiegłych były tylko wstępem do drogich maszyn turystycznych, których wysokie wyczyny okupiono poprostu zwiększeniem mocy silników, a konstruktorzy nie dążyli wcale do stworzenia taniego samolotu. Chodziło tu przedewszystkiem o zwiększenie szybkości podróżnej. Cel ten istotnie osiągnięto: Samoloty Challenge'u 1932 posiadały szybkości podróżne około 200 *km/h*, przy szybkości maksymalnej do 240 *km/h* i stosunku szybkości maksymalnej do minimalnej V max: V min=3,2 do 3,9! Są to jednak maszyny luksusowe, które jako takie pozostaną zawsze niedostępne dla szerokiego ogółu. To też coraz częściej wysuwa się ostatnio sprawę taniego samolotu „dla wszystkich", przyczem ma się zwykle na myśli najprymitywniejszy samolot, nadający się w miarę możności do budowy nawet amatorskiej i wyposażony w jak najsłabszy silnik. Z jednej strony widzimy więc silne zainteresowanie samolotem turystycznym o wysokich wyczynach, z drugiej strony pożądanie taniego samolotu „dla wszystkich". Należałoby dążyć do zwiększenia wyczynów, ale nie kosztem ekonomji lotu i ceny samolotu.

Zagadnienie ekonomji jest związane ściśle z mocą silnika, natomiast pewne minimalne wyczyny konieczne dla bezpieczeństwa lotu, zależą tylko od nadmiaru mocy. W jakim stopniu moc silnika wpływa na cenę samolotu i koszta ruchu, przedstawia ryc. 1. Koszta ruchu odniesione są tu na godzinę lotu[1]). Koszt godziny lotu jest przedewszystkiem miarodajny dla ekonomji samolotu sportowego, przeznaczonego dla szkolenia i treningu. Przy obecnym stanie naszego lotnictwa sportowego, sprawa ta stoi na pierwszym planie. Jeśli chodzi o turystykę i użyteczność samolotu sportowego jako środka szybkiej komunikacji, to dla ekonomji większe znaczenie posiada koszt na *km* przebytej drogi. Ryc. 2 przedstawia zależność kosztów 1 *km* jako funkcję szybkości podróżnej, oraz mocy silnika otrzymane z danych ryc. 1. Dla samolotu turystycznego, jak widać ze względu na koszta bezpośrednie ruchu, a dla samolotu jako środka komunikacyjnego jeszcze więcej ze względu na wartość czasu, jest pożądana duża szybkość podróżna. Zwiększenie szybkości podróżnej i wyczynów w ogólności, nie trzeba jednak koniecznie okupywać silnikami o dużej mocy, bardziej ekonomicznie uzyskać to można przez zwiększenie nadmiaru mocy przy niezmiennej mocy silnika, zmniejszając do minimum „pracę unoszenia". Przez odpowiednie wykończenie aerodynamiczne płatowca i lekkość budowy można to minimum mocy koniecznej dla utrzymania samolotu w locie poziomym, zmniejszyć bardzo skutecznie. Do jakiego stopnia jest to możliwe, najlepiej ilustrują dzisiejsze szybowce: Minimum mocy unoszenia wynosi tu zaledwie 1,5 do 2,5 KM[2]).



Ryc. 1.



Ryc. 2.

Niestety, technika budowy silników lotniczych słabej mocy nie stoi jeszcze na wysokości zadania. Najniższa moc, dla jakiej można obecnie dostać silnik dostatecznie pewny i niewymagający ciągłych remontów, o znośnem

[1]) Za podstawę kalkulacji przyjąłem dane amerykańskiej Izby Handlowej obejmujące statystykę niemal całego przemysłu ameryk. według Luftwacht 1930, str. 142. Cena silnika stanowi średnio 50% ceny całego samolotu. Przy obliczeniu kosztów na godz. lotu, przyjąłem amortyzację w ciągu 3 lat, bez oprocentowania, przy 360 godz. lotu/rok. Zużycie benzyny 0,25 *kg/KMh*, oliwy 0,012 *kg/KMh*, cena benzyny 0,72 *zł./kg* i smaru 2,5 *zł./kg*, oraz obsługa 1200 zł./rok. Nie uwzględniam kosztów ubezpieczenia, hangarowania i opłaty za start. Kwestja ubezpieczenia nie jest u nas jeszcze uregulowana, koszta hangarowania dla klubów odpadają zupełnie, a opłaty za start są stosunkowo małe. Pomijając te wszystkie koszta dodatkowe popełniam błąd około 8% całkowitych kosztów ruchu. Podane wartości bezwzględne w złotych nie muszą być oczywiście ścisłe, chodzi tu tylko o wartości względne. Dlatego też obok skali zł., znajduje się skala cen i kosztów względnych, odniesionych do cen i kosztów samolotu z silnikiem 40 KM jako jednostkowych.

[2]) Jest to oczywiście minimum konieczne dla utrzymania szybowca w locie poziomym, dla startu i bezpieczeństwa lotu potrzebny jest oprócz tego pewien nadmiar mocy. Uwzględniając wzrost ciężaru własnego wskutek koniecznego wzmocnienia konstrukcji i ciężaru silnika, przy odpowiednim „wbudowaniu" takiegoż na szybowiec, wykazywałem w innym miejscu, że już z silnikiem 8 do 10 KM możnaby uzyskać zupełnie zadawalniające dla bezpieczeństwa lotu wyczyny, a mianowicie szybkość wznoszenia przy ziemi 1,8 *m/sek*, dla samolotu jednomiejscowego o szybkości lądowania 45 *km/h*.

Vide: A. Nowotny, „Moc silnika dla płatowca sportowego". Życie Technickie 1925, str. 258 i 1926, str. 17.

zużyciu paliwa i dostatecznie równym chodzie, a przytem niezbyt ciężki w stosunku do swej mocy, wynosi około 40 KM (Salmson AD 9, Aeronca, Continental). Znane na całym świecie przystępne samoloty Klemm'a posiadają z takiemi silnikami zupełnie zadawalniające wyczyny. Ale tam, gdzie chodzi o zwiększenie wyczynów, a w szczególności szybkości podróżnej, Klemm również używa mocniejszych silników (60—150 KM). Jest to objaw chroniczny, spotykany u wszystkich niemal konstruktorów. Powód jest jasny: Ze wzrostem mocy maleje szybko ciężar silników: tak np. silnik Pobjoy 75 KM jest o 7 *kg* lżejszy od Salmson'a 40 KM. Nie wysilając się więc wcale na udoskonalenie płatowca można przy tejsamej wadze uzyskać łatwo znaczny nadmiar mocy i wyczyny. Droga istotnie bardzo ponętna, ale z punktu widzenia postępu płatowca i uprzystępnienia go ogółowi wprost szkodliwa. Postaram się wykazać, że nie zmieniając mocy silnika można dojść do tego samego celu w sposób więcej ekonomiczny.

II. Stan obecny.

Ciężar silnika Salmson AD 9 mocy $N = 40$ KM, wynosi $Gs = 75\,kg$, t. j. $1{,}8\,kg/KM$. Przyjąwszy zapas paliwa na 3 godziny lotu przy Nmax i zużyciu $0{,}25\,kg/KMh$, otrzymamy ciężar użyteczny samolotu dwumiejscowego: $Gu = 2$ osoby + bagaż + mat. pędne $= 160 + 20 + 30 = 210\,kg$. Znane metody konstrukcji pozwalają na zbudowanie płatowca o stosunku ciężaru własnego do całkowitego: $Gp : G = 0{,}4$, przyczem $Gp = G - Gu - Gs = G - 285$, zatem $Gp = 195\,kg$, oraz całkowity ciężar w locie $G = 475\,kg$: przyjmiemy $G = 480\,kg$.

Ze względu na bezpieczeństwo musimy żądać szybkości lądowania $V_l = 60\,km/h = 16{,}7\,m/sek$. Ze względu na koszt, będzie się trzeba narazie zadowolić skrzydłem bez specjalnych urządzeń zmierzających do zwiększenia nośności przy lądowaniu. Dla znanych obecnie profilów o niezbyt dużych oporach profilowych, można więc przyjąć najwyżej maksymalny spółczynnik siły nośnej $Cy\,max = 1{,}5$. Temsamem dane jest obciążenie powierzchni nośnej:

$$G/F = \varrho/2 \,.\, V_l^2 \,.\, Cy\,max = 16{,}7^2 \,.\, 1{,}5/16 = 26\,kg/m^2,$$

jeżeli gęstość powietrza $= 1/8$. Stąd powierzchnia nośna $F = 480/29 = 18.0\,m^2$. Spółczynnik oporu profilowego, skrzydła o $Cy\,max = 1{,}5$, będzie w najlepszym razie $Cxp = 0{,}013$, spółczynnik oporu kadłuba, z silnikiem gwiaździstym, normalnem podwoziem i sterami, odniesiony do największego przekroju kadłuba, $Cxk = 0{,}74$ [3]). Największy przekrój kadłuba przyjmiemy [4]) $f = 0{,}6\,m^2$ wówczas spółczynnik oporu szkodliwego:

$$Cxs = Cxp + Cxk \,.\, f/F = 0{,}013 + 0{,}74 \,.\, 06/18{,}5 = 0{,}037.$$

W przybliżeniu można przyjąć, że lot przy minimum mocy unoszenia wypada przy najlepszym spółczynniku szybowania [5]), a dla optimum szybowania opór szkodliwy równa się oporowi indukowanemu [6]), zatem:

$$Cxs = Cxi = Cy^2/\pi \,.\, \Lambda = 0{,}037.$$

Dla profilu o $Cy\,max = 1{,}5$, ten stan lotu osiągnie się przy $Cy \backsim 1{,}0$ zatem „optymalne" wydłużenie:

$$\Lambda = Cy^2/\pi \,.\, Cxs = 1/3{,}14 \,.\, 0{,}037 = 8{,}6,$$

a stąd rozpiętość:

$$b = \sqrt{\Lambda \,.\, F} = \sqrt{8{,}6 \,.\, 18{,}5} = 12{,}6\,m,$$

z uwzględnieniem kadłuba $b = 13\,m$. Opór całkowity:

$$Cx = Cxs + Cxi = 2 \,.\, 0{,}037 = 0{,}074$$

stąd doskonałość:

$$E = (Cy/Cx)\,max = 1/0{,}074 = 13{,}5$$ [7]).

Dla tych wartości otrzymamy:

Szybkość jednostkową po torze:

$$V_1 = 4\sqrt{G/F} = 4\sqrt{26} = 20{,}4\,m/sek,$$

minimum szybkości opadania:

$$Vy = V_1/E = 20{,}4/13{,}5 = 1{,}5\,m/sek,$$

minimalna moc unoszenia:

$$Nmin = Vy \,.\, G/75 = 1{,}5 \,.\, 480/76 = 9{,}6\,KM,$$

spółczynnik nadmiaru mocy:

$$A = (N \,.\, \eta)\,max/Nmin - 1 = 0{,}74 \,.\, 40/9{,}6 - 1 = 2{,}12.$$

Spółczynnik nadmiaru mocy określa wyczyny [8]):

Szybkość wznoszenia przy ziemi:

$$w_{max} = 0{,}8 \,.\, A \,.\, Vy = 0{,}8 \,.\, 1{,}5 \,.\, 2{,}12 = \underline{2{,}54\,m/sek},$$

szybkość maxymalna:

$$V_{max} = (0{,}5 \,.\, A^{0{,}6} - 1) \,.\, V_1 = 36{,}3\,m/sek = \underline{131\,km/h},$$

pułap teoretyczny:

$$Hp = 11 \,.\, log\,(A + 1) = \underline{5{,}43\,km}$$

Szybkość wznoszenia przy ziemi, określa już właściwie własności samolotu przy starcie: Jako minimum przyjmuje się dla samolotu sportowego około $2\,m/sek$. Dla zorjentowania się co do wielkości miejsca startu i „przedpola" koniecznego dla takiego samolotu do wzlotu, przeliczymy jeszcze poszczególne stadja startu [8]):

Ciąg śmigła o średnicy $D = 2{,}0\,m$ w miejscu;

$$So = \sqrt{\varrho/2 \,.\, D^2 \,(0{,}74 \,.\, N \,.\, 75)^2} = \sqrt{1/16 \;4 \,.\, (0{,}74 \,.\, 40{,}75)^2} = 157\,kg.$$

Przyjmując spółczynnik tarcia $\mu = 0{,}075$, otrzymamy siłę przyspieszającą samolot w pierwszaj chwili startu: $Po = So - \mu \,.\, G = 121\,kg$, oraz w chwili oderwania się od ziemi: $P_1 = G \,.\, w/V_1 - 480 \,.\, 2{,}54/20{,}4 = 60\,kg$. Średnia wielkość siły przyspieszającej samolot w pierwszym okresie startu, do chwili oderwania się od ziemi: $P = (P_0 + P_1)/2 = 90\,kg$. Stąd długość rozbiegu do chwili oderwania się:

$$L_1 = G \,.\, V_1^2/Pm \,.\, 2\,g = 480 \,.\, 20{,}4^2/180\;g = 113\,m.$$

Droga potrzebna na przejście do właściwego wznoszenia:

$$L_2 = 2 \,.\, P_1/\gamma \,.\, F\,(Cy\,max - Cy_1) = 2\;60 \,.\, /0{,}123 \,.\, 18{,}5\;0{,}5 = 105\,m,$$

wreszcie na wznoszenie do wysokości $h = 20\,m$:

$$L_3 = h \,.\, G/P_1 = 20 \,.\, 480/60 = 160\,m.$$

Całkowita długość startu do wysokości $20\,m$:

$$L = L_1 + L_2 + L_3 = \underline{385\,m.}$$

Powyższe wyczyny osiągalne bez szczególnych trudności przy zupełnie „normalnych" metodach konstruk-

[3]) Według pomiarów na kadłubie samolotu sportowego Sperry-Messenger, w skali 1 : 1. w tunelu średnicy 6 *m*, przy szybkości 145 *km/h*.

Vide: Technical Note 271 U. S. A.

[4]) Wartość średnia samolotów: Klemm. Fieseler, Udet, Raab-Katzenstein i in.

[5]) Vide: M. Schrenk „Berechnung d. Flugleistungen ohne Polare. Z. F. M. 1927. str. 158 i d.

[6]) Zależność znana już przez Penaud (1860). wyrażona później jasno przez Lanchestera. Helmholdа. Schrenka. Vide też: Steiner, „Zur Mechanik des Weitfluges". Z. F. M. 1927, str. 567 i d.

[7]) W Lab. Aerod. Polit. Lwowskiej otrzymano dla takiego samolotu $E = 14$.

[8]) Dla oceny „możliwości" użyłem tu przybliżonych wzorów według: M. Schrenk „Ueber das Zusammenwirken von Flugwerk u. Triebwerk". Z. F. M. 1931, str. 721 i d. Dokładność dla takich rozważań jest zupełnie wystarczająca. Rachunek ścisły, przeprowadzony na podstawie biegunowej modelu takiego samolotu według dmuchań L. A. P. L., dał nieco wyższe wartości. W szczególności pułap i szybkość wznoszenia. obliczone wzorami przybliżonemi wypadają niekorzystnie. bo liczy się przy założeniu lotu na kącie natarcia odpowiadającemu najlepszej doskonałości. a nie jak być powinno ściśle na minimum mocy. Obliczenie długości startu według: M. Schrenk „Abflug u. Schraubenzug". Z. F. M. 1932, str. 629 i d.

cyjnych, jakkolwiek narazie jeszcze skromne, dla bezpieczeństwa lotu są zupełnie wystarczające. Kalkulacja warsztatowa wykazuje zgodnie z ryc. 1, że samolot taki z silnikiem Salmson kosztowałby w serji około 12.000 zł.

III. Możliwości najbliższe.

Rozpatrując „stan obecny", przyjęliśmy ze względu na cenę płatowca, wartości odpowiadające najprostszemu wykonaniu. Ale już obecnie znamy cały szereg sposobów aerodynamicznego udoskonalenia płatowca, równocześnie pojawiają się na rynku lżejsze typy słabych silników. Przez udoskonalenie konstrukcji będzie można wreszcie obniżyć wagę własną płatowca. Udoskonalenia te podwyższą oczywiście w pierwszej chwili cenę samego płatowca i będą jeszcze wymagały szczegółowych studjów w locie. Odnosi się to przedewszystkiem do lotek i klap na krawędzi odpływu skrzydła, opuszczanych przy lądowaniu. Zapomocą tego rodzaju urządzeń można nawet w stosunkowo prosty sposób uzyskać Cymax = 2,2 i więcej, stosując profile o małej wypukłości a nawet symetryczne [9]). W locie normalnym będzie więc można uzyskać Cxp = 0,008. W oporach części nienośnych 40% zajmuje podwozie, 17% wystające głowy silnika [3]). Przez odpowiednią konstrukcję podwozia i jego oprofilowanie (na wzór np. podwozia Messerschmidt'a M 29, względnie może nawet chowanie podwozia jak to obecnie na szeroką skalę zaczynają stosować przedewszystkiem w Ameryce, w szybkich samolotach komunikacyjnych i wojskowych), stosowanie osłon silnika (pierścienie Towned i t. p.), oraz nieco droższych, starannie oprofilowanych kadłubów o przekroju kołowym, będzie można przy równoczesnym zmniejszeniu przekroju do f = 0,55 m^2 zmniejszyć opory części nienośnych przypuszczalnie do 40%, t. zn. do Cxk = 0,74 . 0,4 = 0,3 [10]). Nowsze silniki (np. Aeronca) ważą już 1,4 *kg/KM*, coprawda muszą jeszcze zdać egzamin niezawodności w locie. Przez udoskonalenie konstrukcji można wreszcie zejść do Gp : G = 0,35 (niektóre większe płatowce dochodzą już dziś do 0,25). Przyjmując te wartości jako obecnie już, zupełnie możliwe do osiągnięcia, otrzymamy podobnie jak poprzednio wielkości i wyczyny samolotu najbliższej przyszłości z silnikiem 40 KM:

$Gu = 210\ kg$, $G = 400\ kg$, $G/F = 26 . 2{,}2/1{,}5 = 38{,}2\ kg/m^2$, $F = 400/38{,}2 = 10{,}5\ m^2$, $Cx = 0{,}047$ przy $Cy = 0{,}8$ (ze względu na mniej sklepiony profil), $\Lambda = 0{,}64/\pi . 0{,}0235 = 8{,}65$, $b = 10\ m$, $E = (Cy/Cx)\,max = 0{,}8/0{,}047 = 17$, $V_1 = 4 . 38{,}2/0{,}8 = 27{,}6\ m/sek$, $Vy = 27{,}6/17 = 1{,}62\ m/sek$, $Nmin = 400 . 1{,}62/75 = 8{,}65\ KM$, $A = 0{,}75 . 30/8{,}65 - 1 = 2{,}47$.

Stąd otrzymamy wyczyny:

$w = 0{,}8 . 2{,}47 . 1{,}62 = 3{,}2\ ms/ek$,

$Hp = 11\,log/2{,}47 + 1/ = 6\ km$,

$Vmax = /0{,}5 . 2{,}47^{0{,}6} - 1/ . V_1 = 185\ km/h$,

$Vmax/Vmin = 185/60 = 3{,}1$!

$L = 300\ m$ (do wysokości 20 *m*) [11]).

IV. Wnioski.

Cena samolotu i koszta ruchu rosną szybko z mocą silnika. Stan techniki budowy silników lotniczych stawia jednak pewną dolną granicę mocy, która obecnie wynosi około 40 KM. Wyczyny osiągalne obecnie z takim silnikiem na dwumiejscowym samolocie sportowym, jakkolwiek skromne, są zupełnie wystarczające dla bezpieczeństwa lotu i dadzą się uzyskać łatwo bez uciekania się do kosztownych narazie jeszcze sposobów zwiększenia doskonałości płatowca. Zastosowanie zaś tych sposobów pozwoli na osiągnięcie w najbliższej przyszłości, jeśli chodzi o tak ważną dla turystyki rozpiętość szybkości, wyczynów bardzo zbliżonych do luksusowych maszyn Challenge'u 1932, (a mianowicie szybkość maxymalną 185 *km/h* przy stosunku szybkości maxymalnej do minimalnej 3,1), ale z silnikami okrągło 4 razy słabszemi! Oczywiście nie należy się spodziewać, aby sprawa ta dała się załatwić jednym zamachem: należy stopniowo opracowywać i ulepszać na podstawie doświadczeń w locie, ten typ samolotu, który u nas nie ma dotąd jeszcze nawet żadnego przedstawiciela. Jeżeli weźniemy pod uwagę, że cena płatowca stanowi średnio zaledwie połowę ceny samolotu, to nie ulega wątpliwości, że oszczędność na cenie silnika pokryje w zupełności możliwe podrożenie chwilowe konstrukcji, wskutek wprowadzenia podanych finezyj płatowca.

Polskie lotnictwo sportowe, które ostatnio w dziedzinie luksusowych samolotów turystycznych wysunęło się na pierwsze miejsce wśród państw europejskich, które z drugiej strony w dziedzinie lotnictwa bezsilnikowego rozrasta się, odczuwa brak taniego samolotu dla sportu, turystyki i szkolenia [12]). Wobec tego względu i podanych pozatem możliwości rozwoju i udoskonalenia takiego samolotu sprawie tej, jako mającej szczególne znaczenie, należy poświęcić wielką uwagę.

---

[9]) Pleines, „Bericht über das Ergebniss d. Guggenheim-Sicherheits-Wettbewerbs". Z. F. M. 1930, str. 381 i d.

Gruschwitz, „Eine einflache Möglichkeit zur Auftriebserhöhung von Tragflügeln". Z. F. M. 1932, str. 600 i d.

Pleines, „Flugzeugmuster d. 3. Internationalen Rundfluges". Z. F. M. 1932, str. 563.

[10]) Starannie opracowany aerodynamicznie kadłub wraz ze sterem kierunkowym samolotu Supermarine S 5, coprawda z silnikiem rzędowym, posiadał według pom. angielskch spółczynnik $Cxk = 0{,}128$ odniesiony do max. przekroju kadłuba $f = 0{,}48\ m^2$.

Vide: Weyl, „Wettbewerb um den Schneider - Pokal". Z. F. M. 1932, str. 477 i d.

[11]) Wyczyny te nie są wcale zbyt optymistyczne. Dr. Koyemann dochodzi na innej drodze do niemal identycznych wyczynów, ale z silnikiem mocy 28 KM. Oczywiście to już będzie należało do dalszej przyszłości. Vide: Koyemann, Volksflugzeuge von heute u. morgen, Flugsport, 1932, str. 420 i 455.

[12]) Jak bardzo taki samolot jest potrzebny, najlepiej dowodzi niemieckie lotnictwo sportowe: Pomimo wielkiej ilości tanich Klemm'ów w użyciu, D. L. V. rozpisała ostatnio znowu konkurs na dwumiejscowy samolot sportowy o wyczynach bardzo zbliżonych do tych, jakie obliczyliśmy w rozdz. II. Cena, w budowie seryjnej, ma wynosić 6.000 Mkn. (13.000 zł.).

Inż. Wacław Czerwiński

Szybowiec treningowy ITS. II/a.

Szybowiec I. T. S. II/a został skonstruowany w Instytucie Techniki Szybownictwa jako szybowiec treningowy, służący do wykonywania startów wysokich za samolotem i samochodem.

Polski tabor szybowcowy nie posiada dotychczas szybowca tego typu, a brak jego daje się poważnie odczuwać. Przeskok pomiędzy szybowcem szkolnym, a wyczynowym z powodu różnych własności w locie jest zbyt duży, ażeby przeciętny uczeń mógł go bez trudności pokonać. Pilot szybowcowy musi przejść przez kilka typów szybowców stopniując trudności, ażeby bezpiecznie i bez ryzyka dla siebie i szybowca dojść do umiejętności lata-

nia na szybowcu wyczynowym. Ryzyko jest tem większe, że koszt szybowca wyczynowego jest bardzo wysoki, wynosi bowiem przeciętnie około 10.000 zł.

Z powodu braku odpowiednich szybowców, nasi odważniejsi piloci próbują wykonywać na szybowcach szkolnych (typ „Czajka“ oraz CW. II.) loty treningowe, do których szybowce te się nie nadają. Loty bowiem w zbyt silnym wietrze pod chmurami i w chmurach przedstawiają dla szybowców szkolnych duże niebezpieczeństwo z powodu naprężeń, jakie mogą w konstrukcji wywołać, oraz niskich spółczynników, na jakie są szybowce tego typu rachowane.

Założenia konstrukcyjne.

Jako podstawowe założenia konstrukcyjne dla szybowca I. T. S. II/a uważano następujące:

1. Zmniejszenie wymiarów szybowca do minimum w celu obniżenia kosztów budowy i ułatwienia hangarowania. Zmniejszenie wymiarów zmniejsza wagę szybowca, ułatwiając transporty i obniżając ich koszt. Zmniejszenie rozpiętości polepsza dalej własności szybowca w locie, czyniąc go zwrotniejszym i sterowniejszym.

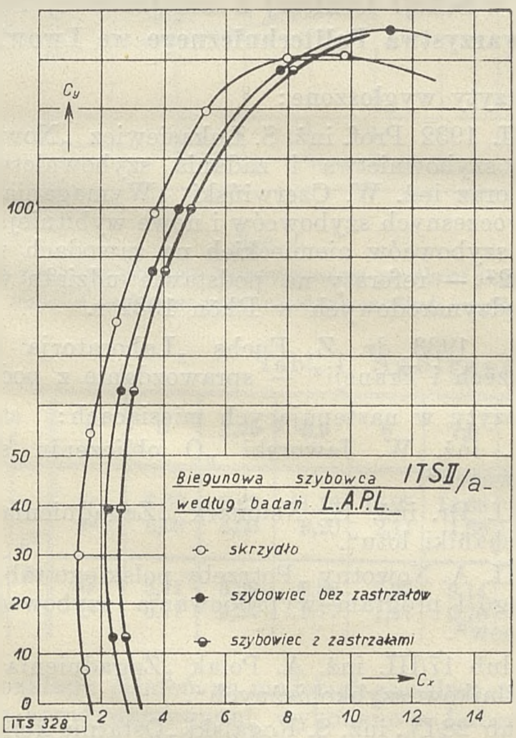
2. Utrzymanie własności aerodynamicznych szybowca mimo małej jego rozpiętości na poziomie umożliwiającym mu wykonywanie lotów żaglowych oraz przelotów. Na podstawie dotychczasowej praktyki latania ustalono dla własności aerodynamicznych następujące wymagania:

a) prędkość opadania nie większą jak 0,9 *m/sek*;

b) możliwie dużą prędkość poziomą osiągalną przez dobry spółczynnik szybowania.

3. Ze względu na możliwość wykonywania wysokich startów za samolotem i samochodem oraz lotów w burzy i w chmurach, przyjęto następujące wielokrotności obciążeń w poszczególnych fazach lotu:

$$nA = 9$$
$$nC = 1{,}5$$
$$nL = 8.$$

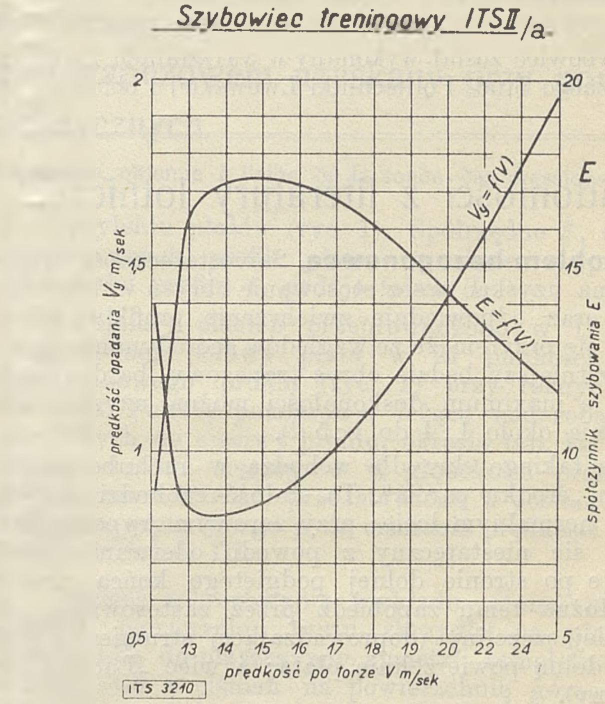


Ryc. 1.

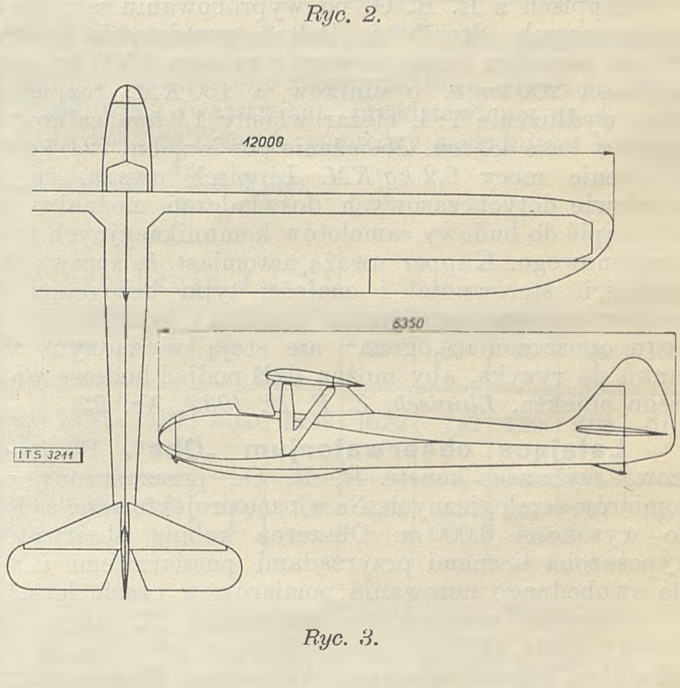
Wielokrotności te są wystarczające dla tych celów; przy ustaleniu ich kierowano się przepisami niemieckiemi oraz wynikami własnych dociekań.

Opis szybowca.

Szybowiec jest jednopłatem o skrzydle umieszczonem nad kadłubem. Rozpiętość skrzydła wynosi 12 *m*. Celem obniżenia wagi szybowca oraz podwyższenia sztywności skrzydła, a co zatem idzie i podwyższenia okresu drgań własnych skrzydła, usztywniono je zastrzałami w kształcie litery V. Skrzydło wykonano dwudźwigarowe, ażeby zmniejszyć niebezpieczeństwo ukręcenia się skrzydła istniejące w konstrukcji jednodźwigarowej przy ewentualnem wadliwem wykonaniu kesonu ze sklejki znoszącego momenty skręcające. Skrzydło posiada profil Instytutu Aerodynamicznego Polit. w Warszawie Nr. 192. Profil ten o bardzo małych oporach profilowych posiada doskonałość dla wydłużenia 5 równą 20, zaś dla wydłużenia 10, zastosowanego w szybowcu, równą 26. Skrzydło posiada obrys prostokątny z zaokrąglonemi eliptycznie końcami.



Ryc. 2.



Ryc. 3.

Kadłub szybowca o przekroju sześciokątnym w części przedniej przechodzi ku tyłowi w przekrój rombowy. W siedzeniu pilota przewidziano wnękę na spadochron plecowy typu Irving. Sterowanie wysokościowe i po-

poprzeczne posiada szybowiec normalne, sterowanie kierunkowe jest uruchamiane przy pomocy pedałów.

Podwozie składa się ze skrzynki tworzącej z kadłubem jedną całość, do której przymocowana jest obrotowo płoza amortyzowana dwoma krążkami gumowemi. Hak startowy przystosowany jest do startu przy pomocy liny gumowej oraz startów za samochodem lub samolotem, przyczem linkę ciągnącą można wyzwalać z siedzenia pilota przy pomocy dźwigni umieszczonej na drążku sterowym. Wszystkie mechanizmy sterujące zostały udostępnione przez odpowiednie otwory, siedzenie pilota da się też w tym celu łatwo wyjmować.

Wyniki badań aerodynamicznych przeprowadzone w Laboratorjum Aerodynamicznem Polit. Lwowskiej przedstawiają powyżej załączone wykresy (ryc. 1).

Model szybowca był dmuchany bez zastrzałów, obliczony ich opór uwzględniono na wykresie (ryc. 1).

Zależności pomiędzy prędkością po torze a prędkością opadania oraz pomiędzy spółczynnikiem szybowania a prędkością po torze podaje wykres (ryc. 2).

Szybowiec został wykonany w warsztatach Związku Awiatycznego Stud. Politechniki Lwowskiej i oblatany za samolotem Henriot na lotnisku w Skniłowie. W czwartym locie został on zawleczony przez samolot na wysokość powyżej 300 *m*, wykonując w czasie lotu ślizgowego z tej wysokości kilkanaście skrętów. Szybowiec został oblatany przez p. A. Nowotnego konstruktora i pilota I. T. S. i został przez niego oceniony jako bardzo sterowny i stateczny.

Ogólny widok szybowca przedstawia ryc. 3, zaś wielkości charakterystyczne podaje załączona tabela.

rozpiętość	b	12	m
powierzchnia nośna . .	F	14,4	m^2
wydłużenie	λ	10	
ciężar własny . . .	G_0	105	kg
ciężar w locie . . .	G	180	kg
obciążenie powierzch. .	G/F	12,5	kg/m^2
prędkość optymalma .	V_E	15	m/sek
prędkość opadania . .	Vy_{min}	0,82	m/sek
doskonałość	E	17,3	
sp. wytrzym w locie A .	nA	9	

Wiadomości z literatury lotniczej.

Problem bezogonowca. Samostateczność skrzydła można uzyskać przez stosowanie obrysu w kształcie strzały oraz odpowiednie zwichrzenie profilów płata. Okazuje się przytem, że ze względów aerodynamicznych najkorzystniejszy będzie obrys trapezowy, bardzo mało zbieżny, a maximum doskonałości można uzyskać dla wydłużenia około 1 : 4 do 1 : 5 (!).

Dla takiego skrzydła wchodzą w rachubę profile o stałym „środku parcia". Ta stałość zachodzi jednak tylko w normalnym locie; przy zerowym wyporze profil staje się niestateczny z powodu oderwania jakie następuje po stronie dolnej podgiętego końca profilu płata. Można temu zapobiedz przez zastosowanie odpowiedniej szczeliny (doprowadzającej strumień z górnej, na dolną powierzchnię płata; a więc „Lachmann" odwrócony).

Lippisch z R. R. G. po wypróbowaniu samolotów bezogonowych „Storch" i „Delta", przedstawia obecnie projekt samolotu bezogonowego o zasięgu 3.500 *km* przy szybkości 200 *km/h*, 5 silników à 130 *KM*, rozpiętość 15 *m*, wydłużenie 1 : 4, ciężar własny 1,9 *ton*, całkowity ciężar w locie 4,0 *ton*. Obciążenie powierzchni 72,0 *kg/m²*, obciążenie mocy 6,2 *kg/KM*. Lippisch uważa, że na podstawie dotychczasowych doświadczeń możnaby już przystąpić do budowy samolotów komunikacyjnych typu bezogonowego. Kupper uważa natomiast, że sprawa stateczności, sterowności i czułości typu bezogonowego nie jest jeszcze dostatecznie zbadana; korzyści z powodu opuszczenia „ogona" nie stoją w żadnym stosunku do ryzyka, aby można dziś podjąć budowę większego objektu. *Lippisch, Z. F. M. 1932. Nr. 22.*

Latające obserwatorjum „Obs". Dwumiejscowy szybowiec konstr. R. R. G., przeznaczony dla pomiarów aerologicznych. Na wiosnę projektowane są loty do wysokości 6.000 *m*. Obszerna kabina obserwatora wyposażona licznemi przyrządami pomiarowemi i stół dla swobodnego notowania pomiarów w czasie lotu.

Skrzydło usztywnione zastrzałami *N*. Obrys trapezowy silnie zbieżny; rozchylenie w kształcie *M* jak u Fafnira. Konstrukcja jednodźwigarowa, drewno, płótno. Lotki długości $^3/_4$ rozpiętości płata, trójdzielne: Każda część posiada inną szczelinę. Na końcach skrzydeł, małe, pomocnicze opierzenia kierunkowe. Kadłub spawany z rur stalowych. Miejsca pilota i obserwatora nakryte celuloidem. Opierzenie poziome odciążone, bez statecznika; kierunkowe odciążone ze statecznikiem. Jako podwozie 2 koła, do połowy schowane w kadłubie, zaopatrzone w hamulce. Nadto pod skrzydłem opuszczalne klapy jako hamulce aerodynamiczne (pogorszenie szybowania przez zwiększenie oporu indukowanego). Rozpiętość 26 *m*, powierzchnia nośna 38 *m²*, ciężar własny 390 *kg*, użyteczny 250 *kg*, obciążenie powierzchni nośnej 14,2 *kg/m²*. Do startów próbnych używano podwójnego amortyzatora i 20 ludzi. *Flugsport* Nr. 1, 1933 r.

A. N.

Odczyty w Sekcji lotniczej i samojazdowej Polskiego Towarzystwa Politechnicznego we Lwowie.

Odczyty wygłoszone:

9/XI. 1932 Prof. inż. S. Łukasiewicz „Nowoczesna technika szybownictwa i zadania szybownictwa polskiego", oraz inż. W. Czerwiński „Wymagania względem nowoczesnych szybowców i nowe wybitniejsze konstrukcje szybowców niemieckich na zawodach w Röhn w r. 1932" — referaty na podstawie udziału w zawodach międzynarodowych w Rhön 1932 r.

18/I. 1933 dr. Z. Fuchs „Laboratorja lotnicze w Niemczech i Francji" — sprawozdanie z podróży.

Odczyty w następujących miesiącach:

27/I. inż. W. Jaworski „O obliczeniu skrzydeł w szybowcach".

17/II. Dr. inż. S. Neumark „Zagadnienia i metody mechaniki lotu".

24/II. A. Nowotny „Potrzeby polskiego taboru szybowcowego i program wypróbowania szybowców różnych typów".

10 lub 17/III. inż. A. Polak „Zagadnienia mechaniczne silników szybkobieżnych".

7 lub 28/IV. inż. S. Rogalski „Ostatnie konstrukcje samolotów RWD".

Cena numeru 1 zł.

Nakładem Polskiego Towarzystwa Politechnicznego we Lwowie. Pierwsza Związkowa Drukarnia we Lwowie, ul. Lindego l. 4.